

補助事業番号 2018M-114
補助事業名 平成30年度 2軸ジャイロアクチュエータによるドローンの
姿勢制御システムの開発 補助事業
補助事業者名 早稲田大学 大内茂人

1 研究の概要

近年、複数のプロペラを使って飛行する小型飛行体としてのマルチコプターに代表されるドローンが注目されており、物資運搬、農薬散布、航空写真撮影、構造物点検、災害調査、動画撮影など、その用途は多岐に渡っている。しかし、安全性、航続時間、天候などの使用環境や軽量化、制御性能など多くの問題が存在する。

本事業では、動力源としてのジャイロスコープ(以下ジャイロアクチュエータと呼ぶ)を姿勢安定装置として利用することにより、強風や乱気流などの悪天候時でも飛行可能なドローンの開発を目的とする。

2 研究の目的と背景

【背景】

申請者は平成26年度の開発補助事業「2輪車を自立走行させるためのジャイロアクチュエータとその制御装置の開発」において2輪車の自立走行を実現し、さらに平成28年度の複数年補助事業において「操舵機能を有するツインジャイロ2輪車の自立走行制御」を行った。本事業では、これらの事業において得られた知見を使って、悪天候時でも飛行可能なドローンの開発を行う。

【目的】

本事業では、これらの事業において得られた知見を使って、ジャイロアクチュエータをドローンに搭載することにより、通常飛行時は従来の複数プロペラにより飛行を行い、強風、乱気流などの悪天候時には、ロール或いはピッチ方向のトルクを発生するジャイロアクチュエータを用いて飛行を行うようなドローンの姿勢安定化制御システムの開発を行う。

3 研究内容 (URL : <http://www.ec.u-tokai.ac.jp/~ouc-lab/>)

- ① 4ロータドローンのモデリング、シミュレーションによる動作確認を行った。
- ② ジャイロアクチュエータ搭載ドローンのモデル開発、シミュレーションによる動作確認を行った。
- ③ ②で開発したモデルに基づき構造設計・製作を行った。
- ④ ジャイロアクチュエータ搭載ドローンFig. 1に関して次の実験を行った。
プロペラが回転している状態において、フライホイールを15000rpm、ジンバル軸を350deg/sの速度で動かし、ジャイロトルク、プロペラトルクの測定を行い、次の結果を得た。これらは、理論値と一致しており数学モデルが正しいことが確認できた。

ジャイロトルク : 0.349[Nm] 最大プロペラトルク : 8.12[Nm],
制御用プロペラトルク : 0.283[Nm], 比 : 3.5[%]



Fig.1 ジャイロアクチュエータ搭載ドローン実験装置

4 本研究が実社会にどう活かされるかー展望

- ① 天候不良時でも飛行可能なドローンの実現
- ② 橋梁や建築物の点検の際に発生する乱気流によるドローンの姿勢の不安定化の防止
- ③ 未経験者でも操縦可能ドローンの実現
- ④ 測定, 物資運搬だけでなく空飛ぶ自動車としてのドローンの実現

5 教歴・研究歴の流れにおける今回研究の位置づけ

独楽の原理であるジャイロアクチュエータは, 大きなトルクを得ることができるため, 船, 航空機, 電車, 2階建てバス等の移動体の揺れ止めに用いることが可能である。さらにクレーンの吊り荷, 高層建築等の制振制御にも応用できる。これらの流れの中で, 平成30年度のJKA補助事業「2軸ジャイロアクチュエータを用いたドローンの姿勢制御システム」が採択された。

6 本研究にかかわる知財・発表論文等

- ① JAXA 講演会 報告書
- ② 計測自動制御学会 国際学会 報告書
- ③ 電気学会 国際学会 ポスター1部
- ④ 早稲田大学 ゼミ 資料15部
- ⑤ 特許申請

7 補助事業に係る成果物

(1) 補助事業により作成したもの

<http://www.ec.u-tokai.ac.jp/~ouc-lab/>

Attitude Control of Drones by CMG

S. Kiga, S. Ouchi, M. Naito, N. Kodani, N. Hasebe, M. Mubin
Waseda University, Tokyo, JAPAN, (Correspondence: shin.0520.soccer@akane.waseda.jp)

Abstract

The drones are used for many purposes such as structure inspections, pesticide sprayings, photographies, load carriages and investigations in the world. The drones have a weak point that it is difficult to fly them in the strong wind. However, it is an important task to fly in the strong wind for the disaster relieves. We have already developed the non-linear controller using a back-stepping method for the attitude control system of the drone. In this paper, we report that the attitude control system of the drone by using two gyro actuators, and that the flight simulations for the drone with the gyro actuator show good performances.

Introduction

The drones are used for many purposes in the world. A lot of papers are published. And we need to know the flight characteristics of drones.

- Objective
 - Designing attitude control system of drones that has the robustness
- Method
 - Using CMG(control moment gyro) as attitude control actuator

Model of the quadrotor (model of the drone)

rotational system

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \omega_x \\ \dot{\phi} = \omega_y \\ \dot{\psi} = \omega_z \end{cases}$$

translation system

$$\begin{cases} \dot{x} = v_x \\ \dot{y} = v_y \\ \dot{z} = v_z \end{cases}$$

rotational system

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = -\omega_y \omega_z \\ \dot{\omega}_y = \omega_x \omega_z \\ \dot{\omega}_z = -\omega_x \omega_y \end{cases}$$

translation system

$$\begin{cases} \dot{v}_x = -v_y \omega_z \\ \dot{v}_y = v_x \omega_z \\ \dot{v}_z = -v_x \omega_y - v_y \omega_x \end{cases}$$

Control system design

The state equation for equations can be defined as

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

When using the Riccati equation, the following feedback matrices can be obtained as follows

$$u = -Fz, F = R^{-1}B^T P$$

The value of P is gain from the positive definite solution of the Riccati Equation shown in the following equation

$$P(A + A^T P - F B B^T P + Q = 0, (R > 0, Q \geq 0))$$

Target value : angle(attitude) of drone
Input : rotor thrust and CMG tilting motor

Drone system and CMG design

Modeling of the quadrotor drone with two gyro actuator(CMG) by using Lagrange equation of motion

Lagrangian

$$L = T_x + T_y + T_z + T_{rot} - V$$

Equation of motion

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} = Q_i \quad (i=1,2,3,4)$$

Assuming that The attitude angles of drone are very small, linear approximation is used.

Block diagram of Drone with CMGs

Simulation results

The parameters for simulation

m	2.0	kg	Mass of drone
r	0.7	m	Radius
R	0.08	m	Thickness
M	1.79	kg	Mass of CMG
Rg	0.06	m	Radius
lg	0.02	m	Thickness
v	20	m/s	Wind speed

3D-position of drone
Left sides : the cases of with CMG
Right sides : the cases of without CMG

In these figures, a wind speed of 20m/sec is added at 200sec, a period of 20 seconds as a disturbance. From the comparisons of the control and the non-control, it can be seen that control cases are good performance.

Conclusion

In this paper, the control system design of a drone by CMG and the stabilization are shown in simulations. As a result, good performances are obtained in simulations. Our future works is to confirm by experiments. This paper was subsidized by JKA through its promotion funds from KEIRIN RACE.

8 事業内容についての問い合わせ先

所属機関名：早稲田大学 理工学術院総合研究所

(ワセダダイガク リコウガクジュツインソウゴウケンキュウジョ)

住所：〒169-8555

東京都新宿区大久保3-4-1

申請者：客員上級研究員・研究員客員教授

(キヤクインジョウケンキュウイン・ケンキュウインキヤクインキョウジュ)

担当部署：早稲田大学 理工学術院総合事務・技術センター 研究総合支援課

(ケンキュウ ソウゴウシエンカ)

E-mail: ouchi_shigeto@aoni.waseda.jp

URL: <http://www.ec.u-tokai.ac.jp/~ouc-lab/>